УДК 629.78.533.6.013:621.45 https://doi.org/10.15407/itm2021.02.060

Г. О. СТРЕЛЬНИКОВ, О. Д. ІГНАТЬЄВ, Н. С. ПРЯДКО, С. С. ВАСИЛІВ

КЕРУВАННЯ ГАЗОВИМИ ПОТОКАМИ В РАКЕТНИХ ДВИГУНАХ

Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, Дніпро, Україна, 49005; e-mail: tokel@ukr.net

В нових умовах застосування, зокрема для розгінних блоків ракет космічного призначення, космічних буксирів, сучасні ракетні двигунні установки найчастіше не задовольняють високим сучасним вимогам. Це змушує проводити фундаментальні дослідження процесів у ракетних двигунах у частині підвищення їх ефективності. В цьому плані відділом термогазодинаміки енергетичних установок Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України за останні 5 років були проведені дослідження керування газовими потоками в ракетних двигунах і газоструминних технологіях для підвищення їх ефективності та функціональних можливостей.

Досліджено механізми збурення потоку в соплі ракетного двигуна вприскуванням рідини і твердою перешкодою. Була вдосконалена математична модель збурення надзвукового потоку локальним вприскуванням рідини і розроблені нові рішення з підвищення швидкості виділення енергії рідини. Числове моделювання збуреної твердою перешкодою течії газу в соплі ракетного двигуна дозволило верифікувати відомі (в основному, експериментальні) результати і виявити невідомі раніше особливості збурення. Зокрема, було виявлено суттєве збільшення ефективності збурення потоку перешкодою в трансзвуковій області та уточнено деякі залежності щодо розподілу збуреного тиску на стінці сопла, що вважалися досі універсальними.

Досліджено можливості підвищення ефективності використання генераторного газу, що відбирається за турбіною рідинного ракетного двигуна. Було обґрунтовано переваги нової схеми подачі газу в надзвукову частину сопла, що забезпечує як охолодження стінки сопла генераторним газом, так і створення бічних керуючих сил.

Розроблено нову концепцію системи керування напрямком вектора тяги ракетного двигуна – комбінація механічної і газодинамічної систем. Обґрунтовано, що така система керування вектором тяги дозволяє підвищити ефективність і надійність системи керування польотом космічного ступеня ракети. Розроблено нову схему рідинного ракетного двигуна з керуванням як величиною тяги, так і напрямком вектора тяги у всіх площинах стабілізації польоту ступеня ракети.

Розроблено нові підходи до організації процесів у допоміжних елементах ракетних двигунів на базі детонаційного горіння палива, які підвищують характеристики ракетного двигуна.

Розроблено модель процесу газоструминного подрібнення сипучих матеріалів і систему автоматичного керування завантаженням млину.

Ключові слова: *ракетний двигун, система керування вектором тяги, механізми збурення потоку в соплі, газодинамічна система, комбінована система керування.*

In the new conditions of application of launch vehicle boosters, space tugs, etc., modern rocket engines often do not satisfy the current stringent requirements. This calls for fundamental research into processes in rocket engines for improving their efficiency. In this regard, for the past 5 years, the Department of Thermogas Dynamics of Power Plants of the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine has conducted research on gas flow control in rocket engines to improve their efficiency and functionality.

Mechanisms of flow perturbation in the nozzle of a rocket engine by liquid injection and a solid obstacle were investigated. A mathematical model of supersonic flow perturbation by local liquid injection was refined, and new solutions for increasing the energy release rate of the liquid were developed. A numerical simulation of a gas flow perturbed by a solid obstacle in the nozzle of a rocket engine made it possible to verify the known (mostly experimental) results and to reveal new perturbation features. In particular, a significant increase in the efficiency of flow perturbation by an obstacle in the transonic region was shown up, and some dependences involving the distribution of the perturbed pressure on the nozzle wall, which had been considered universal, were refined.

The possibility of increasing the efficiency of use of the generator gas picked downstream of the turbine of a liquid-propellant rocket engine was investigated, and the advantages of a new scheme of gas injection into the supersonic part of the nozzle, which provides both nozzle wall cooling by the generator gas and the production of lateral control forces, were substantiated.

A new concept of rocket engine thrust vector control was developed: a combination of a mechanical and a gas-dynamic system. It was shown that such a thrust vector control system allows one to increase the efficiency and reliability of the space rocket stage flight control system. A new liquid-propellant rocket engine scheme was developed to control both the thrust amount and the thrust vector direction in all planes of rocket stage flight stabilization.

New approaches to the process organization in auxiliary elements of rocket engines on the basis of detonation propellant combustion were developed to increase the rocket engine performance.

A model of gas-jet bulk grinding and an automatic mill loading control system were developed.

Keywords: *rocket engine, thrust vector control system, nozzle flow perturbation mechanisms, gas-dynamic system, combined control system*

Вступ. В нових умовах застосування, зокрема для розгінних блоків ракет космічного призначення, космічних буксирів та інш., сучасні ракетні двигунні установки найчастіше не задовольняють більш високим вимогам до управління вектором тяги [1]. Це змушує проводити дослідження процесів у ракетних двигунах у частині підвищення ефективності управління вектором тяги. Виконані раніше фундаментальні дослідження і аналіз сучасних світових тенденцій підвищення ефективності керування вектором тяги ракетного двигуна показали перспективність розв'язку цієї проблеми шляхом підвищення ефективності керування газовим потоком в соплі ракетного двигуна.

В [1, 2] показано, що керування газовими потоками в соплах ракетних двигунів (РД) дозволяє підвищити їх енергомасові, габаритні та експлуатаційні характеристики, розширити функціональні можливості двигуна і в цілому літального апарата. Це зумовило основний напрямок робіт у відділі останніми роками – дослідження механізмів керування газовим потоком в соплі ракетного двигуна і вдосконалення на цій базі газодинамічних систем регулювання вектора тяги РД за величиною і напрямком. Як показали результати попередніх досліджень відділу [3], ці системи мають найбільш високі динамічні і енергомасові характеристики.

До теперішнього часу лідерами в дослідженні проблемних науково-технічних питань створення перспективних ракетно-космічних двигунів з управлінням газовим потоком в соплі можна вважати американських, російських та українських дослідників.

Основну увагу дослідників газодинамічного керування вектором тяги в даний час привертає збурення надзвукового потоку локальним вдувом в нього газу [4 – 6] або вприскуванням рідини [7 – 8]. У роботі [9] досліджуються випадки збурення надзвукового потоку газу твердою перешкодою прямокутної форми на стінці сопла. У роботах [10 – 11] числовим моделюванням розв'язується задача обтікання циліндричної перешкоди надзвуковим потоком газу, в якому виявляється секціонування набігаючого надзвукового потоку на циліндрі і вплив теплообміну на відрив надзвукового тривимірного потоку при обтіканні циліндра, встановленого на пластині.

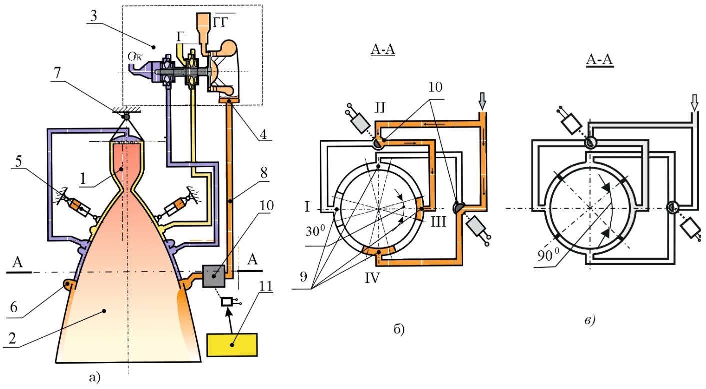
У роботах відділу на відміну від зазначених тенденцій було вибрано напрямок дослідження механізмів керування потоком в соплі ракетного двигуна, що дозволяють вирішувати завдання розширення функціональних можливостей і підвищення характеристик двигуна. В публікаціях результатів досліджень відділу слід виділити такі напрямки робіт: керування вектором тяги вдувом турбінного газу в сопло [12 – 14], керування твердою перешкодою [15], числове моделювання збуреної перешкодою течії в соплі [16], керування космічним ступенем ракети [17 – 19], нова концепція керування напрямком вектора тяги двигуна [20 – 22], схема керування вектором тяги рідинного ракетного двигуна у всіх площинах стабілізації польоту [23, 24], розробка детонаційних двигунів [25 – 27], автоматичне керування газодинамічними технологічними пристроями [28 – 30].

Мета роботи полягає в аналізі основних результатів відділу термогазодинаміки енергоустановок за останні п'ять років.

Управління газовим потоком в ракетному двигуні. Дослідження механізмів управління вектором тяги ракетного двигуна з соплом Лаваля і кільцевим соплом, виконані в Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України (ІТМ НАНУ і ДКАУ), відкрили нові шляхи в створенні перспективних концепцій керованих ракетних двигунів, що підвищують ефективність управління модулем і напрямом вектора тяги. Була показана перспективність створення газодинамічної системи керування вектором тяги рідинного ракетного двигуна для космічних ступенів ракет зі вдувом турбінного газу в надзвукову частину сопла.

Для поліпшення габаритних і енергомасових характеристик двигунів верхніх ступенів ракет, зокрема двигуна типу РД 861 третього ступеня ракети «Циклон-4», застосовують неохолоджуваний сопловий насадок і кільцевий вдув генераторного газу в надзвукову частину сопла [4]. Газ відбирається за турбіною турбонасосного агрегата. Вдув газу проводиться за направленням пристінкового основного потоку газу в соплі таким чином, щоб забезпечився теплозахист неохолоджуваного насадка сопла і виникали найменші збурення в основному потоці. Дослідження [5] показали, що, зберігши функції теплозахисту стінки неохолоджуваного насадка, в певних схемах подачі в сопло газ, що вдувається, може бути ефективніше використаний для вирішення задач керування напрямком вектора тяги двигуна.

Досліджувана схема системи керування вектором тяги (СКВТ) представлена на рис. 1.



1 – камера згоряння, 2 – сопло, 3 – турбонасосний агрегат, 4 – відбір газу на вдув в сопло, 5 – привід гойдання двигуна, 6 – колектор вдуву в сопло, 7 – карданів шарнір, 8 – газопровід, 9 – секції колектора вдуву, 10 – газорозподільники, 11 – блок системи керування вектором тяги

Рис. 1 – Несиметричний вдув генераторного газу в надзвукову частину сопла для керування вектором тяги: а) схема двигуна, б) секції вдуву 30º, в) секції вдуву 90º

Кільцевий колектор вдуву розділений на чотири сектори і приєднаний до газорозподільної системи. Кожні два діаметрально протилежних вузла вдуву з’єднані з вихідними вікнами газорозподільників. Кожен газорозподільник з’єднаний з вихлопним колектором турбіни і забезпечений високошвидкісним приводом системи керування польотом ступеня.

Газ з вихлопного колектора турбіни газоводами надходить до газорозподільників, звідки надходить до вузлів вдуву і далі – в надзвукову частину сопла. На рис. 1, б) і 1, в) зображений колектор вдуву вихлопного газу турбіни на соплі з можливими схемами поділу на секції, що забезпечують створення бічних керуючих зусиль. Схема з кутом 30^0 охоплення вдуву (рис. 1, б)) більш ефективна для керування вектором тяги, схема з кутом 90^0 (рис. 1, в)) – ефективніша для охолодження насадка сопла. Для створення керуючих зусиль по тангажу і курсу включаються в роботу один або два діаметрально протилежних вузла вдуву (секції колектора вдуву) в площинах стабілізації I – III (тангажу) і II – IV (рискання). Це забезпечується перерозподілом витрат вихлопного газу газорозподільниками, встановленими на підвідних газопроводах. При вдуві газу в сопло в ньому виникає бічна сила і створюється керуючий момент відносно центра мас ступеня ракети. Для стабілізації польоту ступеня за командами системи керування польотом газорозподільниками змінюють витрати газу до величин, що забезпечують необхідні бічні сили. При цьому забезпечується необхідна швидкодія, статичні і динамічні характеристики СКВТ, вирішується завдання типових програм стабілізації польоту ступеня.

Регульований несиметричний вдув в надзвукову частину сопла вихлопного турбінного газу дозволяє вирішувати завдання системи керування ступенем ракети, які необхідні при створенні невеликих керуючих зусиль з малими втратами питомого імпульсу двигуна і високими частотами парирування збурень. Витрата турбінного газу, який вдувається, встановлюється оптимальною для забезпечення необхідного теплового стану стінки камери і величини керуючої бічної сили при мінімальних втратах питомого імпульсу двигуна. За оцінками [4] витрата на завісу залежно від схеми вдуву (для двигуна типу РД 861) становить від 0,5 % до 2 % від сумарної витрати палива.

До початку регулювання вектора тяги потік генераторного газу, що вдувається в сопло, розподілений рівномірно по колу. Газ вдувається уздовж поверхні сопла з кутом вдуву $\sim_{вд} < 0$, відлічуваним від осі сопла. При керуванні вектором тяги витрата генераторного газу, що вдувається, перерозподіляється між діаметрально протилежними секціями сопла відповідно до необхідного керуючого зусилля.

Математична модель СКВТ вдувом генераторного газу в надзвукову частину сопла включає рівняння осьового імпульсу тяги двигуна, необхідного і достатнього для виконання польотного завдання, і рівняння сумарного імпульсу тяги, необхідного для парирування збурюючих факторів [13].

Збурюючі моменти і положення центра мас змінюються в польоті. Це пояснюється виробленням компонентів палива з баків двигунної установки, відділенням фрагментів корисного вантажу і ін. На різних етапах польоту ступеня випадкові і детерміновані збурюючі фактори змінюються за складом і величиною. Тому траєкторію польоту ступеня представляють у вигляді ряду послідовних ділянок з усередненими значеннями збурюючих факторів.

Випадковий збурюючий момент визначається геометричним підсумовуванням складових: зміщенням осі камери (щодо настановної бази від номінального положення при виготовленні і збірці двигуна); перекосом вектора тяги щодо площини стикування двигуна з корпусом ступеня при виготовленні і складанні; перекосом площини стикування двигуна від номінального положення при його виготовленні і збірці і перекосом осі двигуна щодо номінального положення від пластичних і пружних деформацій рами і інших елементів конструкції [19].

Детермінована складова збурюючого моменту визначається двома складовими: постійною, обумовленою відділенням (або завантаженням) частини корисного вантажу, і змінною, монотонно зростаючою в зв'язку з випорожненням паливних баків.

Сумарна бічна керуюча сила визначається інтегруванням елементарних бічних сил на елементарних відрізках. Визначення керуючого зусилля, генерованого вдувом, проводиться інтеграцією збуреного тиску на елементарних відрізках [12].

Дослідження з розробки моделі управління потоком в соплі вдувом турбінного газу показали, що в певних схемах подачі газу в сопло газ, який вдувається, може бути ефективніше використаний для вирішення завдань регулювання вектора тяги двигуна, зберігши при цьому функції теплозахисту стінки неохолоджуваного насадка.

Аналіз стану досліджень механізмів збурення надзвукового потоку перешкодами різної фізичної природи показав необхідність подальших досліджень більш ефективних механізмів керування надзвуковим потоком. Особливу увагу було приділено збуренню потоку в соплі вприскуванням рідини і твердою перешкодою. З багатьох причин такого підходу до досліджень слід зазначити таке. Тверда перешкода створює збурення в соплі практично без втрат питомого імпульсу двигуна на керування вектором тяги. Вприскування рідини, хоча і пов’язане з певними втратами питомого імпульсу двигуна, тим не менш привабливе для використання в нових системах керування вектором тяги в якості робочого тіла, що забезпечує охолодження обтічних рідиною поверхонь в агресивному середовищі потоку газу в соплі ракетного двигуна.

У проведених дослідженнях отримані нові результати з механізму збурення потоку газу в соплі і підходам до визначення характеристик збурення.

Показана залежність математичної моделі процесу збурення надзвукового потоку вприскуванням рідини від фізичних властивостей і термодинамічного стану рідини, що вприскується, конструкції вприскувальних пристроїв, швидкості і напряму рідини, що вприскується.

Бічна складова керуючого зусилля при вприскуванні рідини в надзвукову частину сопла, в основному, визначається активною її складовою, спричиненою надлишковим (над незбуреним) тиском на стінці сопла. Реактивна складова при вприскуванні рідини (на відміну від випадку вдуву газу) істотно менше активної і нею можна знехтувати. Осьова складова керуючого зусилля також визначається збуреним тиском на стінці сопла.

Керуюча сила визначається векторним підсумовуванням аеродинамічних складових від збуреного тиску в характерних зонах збуреної течії [16], а саме:

– в зоні підвищення тиску на поверхні за стрибком ущільнення перед струменевою перешкодою;

– в зоні адіабатичної течії, укладеної між слідом стрибка на поверхні сопла і зоною горіння;

– в зоні масотеплопідводу (горіння);

– від реактивної тяги інжектуємих струменів (в разі їх врахування при розрахунку керуючого зусилля).

Дослідження показали, що точка прикладення керуючого зусилля знаходиться в площині симетрії збуреної зони на деякому віддаленні (яка порівняна з діаметром отвору вприскування) вниз по потоку від перетину вприскування.

Наведені співвідношення можуть використовуватися для наближеного розрахунку характеристик збурення тиску на стінці сопла і виникаючого керуючого зусилля. Для більш точних розрахунків вони уточнюються експериментальними коефіцієнтами, що враховують такі особливості збуреної течії в соплі ракетного двигуна:

– процеси взаємодії потоків протікають над поверхнею складної форми, яка має рівномірну кривизну поперечних перерізів і змінну кривизну в напрямку течії газу. Обтічна поверхня, на якій в результаті взаємодії надзвукового потоку і керуючої рідини, що вприскується, відбуваються збурення тиску і генеруються керуючі газодинамічні сили, нахилена до осі симетрії потоку, що набігає;

– взаємодія рідини і надзвукового потоку протікає в обмеженій області, абсолютні розміри якої залежать від діаметра критичного перетину і ступеня розширення сопла, і впливає на повноту виділення енергії рідини, що інжектується;

– для інжекції в сопло використовуються підігріті основні компоненти палива, які хімічно реагують між собою і з потоком, що набігає; в цих умовах струмені, що інжектуються, перетворюються в багатофазний потік на виході з інжектора;

– для підвищення ефективності збурення потоку в соплі ракетного двигуна застосовується багатоточкова інжекція (через кілька форсунок вприскування) в деякому оптимальному секторі охоплення вузла вприскування.

У дослідженнях керування газовим потоком в соплі ракетного двигуна вприскуванням рідини удосконалювалася математична модель збурення надзвукового потоку і розроблялися нові рішення з підвищення швидкості виділення енергії рідини, зокрема:

– попередній підігрів рідини (зокрема, в зарубашечному просторі камери згоряння), що забезпечує її швидке закипання при надходженні в зону взаємодії з потоком, що набігає, без витрат енергії набігаючого потоку;

– вприскування перегрітої рідини, що реагує з потоком сопла, що набігає або розкладається в ньому, з інтенсивним виділенням тепла;

– вприскування рідини назустріч набігаючому потоку для збільшення часу її перебування в потоці і підвищення ефективності взаємодії потоків в збуреній області сопла;

– генерування пульсацій тиску рідини, що вприскується, для підвищення ефективності її розпилювання в потоці газу, що набігає, і збільшення області збурення на стінці сопла.

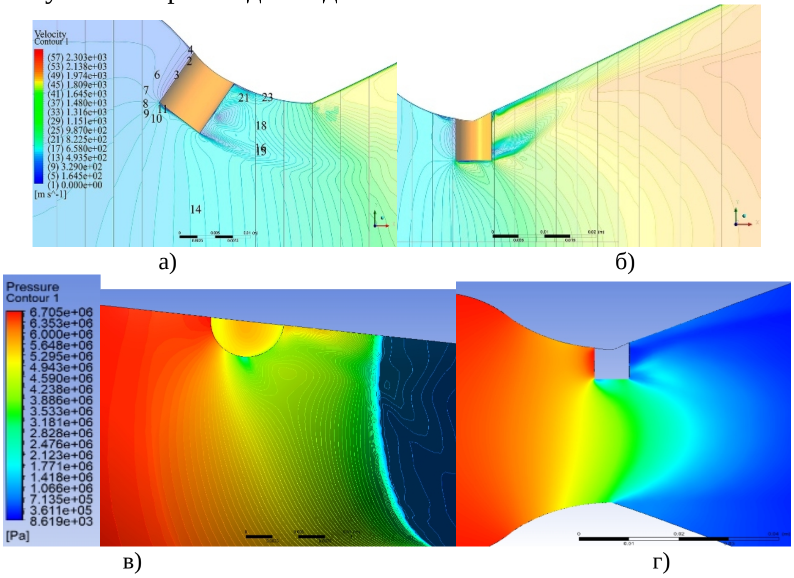
Роботи з підвищення ефективності керування вектором тяги ракетного двигуна пов’язані з пошуком нових схем органів керування потоком газу в соплі. Особливу увагу в цьому напрямку було приділено інтерцепторним системам, тобто збуренню надзвукового потоку твердою перешкодою (інтерцептором).

Важливою перевагою такого способу керування вектором тяги РД є практична відсутність втрат його питомого імпульсу на створення керуючого зусилля, тому що збурення потоку газу в соплі створюється без витрачання робочого тіла (зокрема, компонентів палива). До недоліку інтерцепторної системи слід віднести нестійкість (втрата працездатності) інтерцептора в агресивному середовищі набігаючого на нього високоентальпійного потоку соплового газу. Особливо несприятливі умови для роботи інтерцептора в двофазному потоці, що набігає, (твердопаливного ракетного двигуна), коли інтерцептор піддається ерозійному впливу твердих частинок в потоці. Дослідження подібних СКВТ показали можливість забезпечення працездатності інтерцептора підведенням (інжекцією) відносно невеликої кількості холодного робочого тіла (зокрема, компонента палива) через інтерцептор. Інжекція рідини захищає інтерцептори від впливу надзвукового потоку і створює додаткове керуюче зусилля. Крім того, інтерцепторні системи привабливі високою швидкодією і, як правило, не вимагають великих витрат робочого тіла (на охолодження), за винятком випадків, коли необхідно реалізувати великі керуючі зусилля (більше 5 % від основної тяги сопла в позаштатних ситуаціях польоту).

При проєктуванні інтерцепторних систем одним з важливих питань є вибір оптимального місця їх установки в соплі.

Для визначення місця установки інтерцептора в соплі, що дає максимальне керуюче зусилля, були проведені розрахункові дослідження збуреної течії з розташуванням перешкоди в дозвуковій і надзвуковій частині сопла. Числове моделювання збуреної течії проводилося шляхом вирішення усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є–Стокса (Reynolds Averaged Navier-Stokes) за допомогою програмного комплексу ANSYS FLUENT [31].

Числове моделювання збуреної течії дозволило верифікувати відомі (в основному, експериментальні) результати і виявити невідомі раніше особливості збурення. Зокрема, було виявлено суттєве збільшення ефективності збурення потоку перешкодою в трансзвуковій області і уточнено деякі, що вважалися досі універсальними, залежно від розподілу збуреного тиску на стінці сопла. На рис. 2 приведені деякі результати числового моделювання збуреної течії в соплі з характерними фрагментами розрахунків, що пояснюють зміну ефективності керування напрямком вектора тяги сопла при зміні місця розташування перешкоди по довжині сопла.



а), б) – поле швидкостей в площині симетрії збурення,
в), г) – поле тисків на стінці сопла

Рис. 2 – Результати математичного моделювання збуреної течії в соплі Лаваля, яка викликана твердою перешкодою в дозвуковій частині сопла (а), в)) і в критичному перетині сопла (б), г))

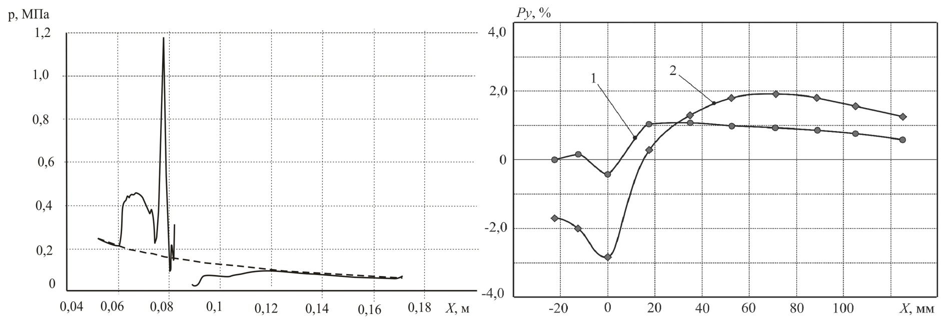
Геометрія перешкоди була однакова по всій довжині сопла: циліндр з висотою, що дорівнює діаметру перешкоди.

Аналіз збурення потоку в соплі Лаваля показав істотну відмінність його характеристик при установці перешкоди в дозвуковій і надзвуковій частинах сопла. При установці перешкоди в дозвуковій частині сопла (рис. 2) перед перешкодою і за нею спостерігаються зони гальмування потоку з підвищенням тиску на стінці сопла і перешкоди без чітко виражених кордонів.

Збурення потоку перешкодою, встановленою в критичному перетині сопла, характерно більш чіткими зонами гальмування перед і за перешкодою. При цьому незбурений потік в трансзвуковій області над перешкодою має більший градієнт швидкості в порівнянні з незбуреним потоком без перешкоди на стінці. Стрибків ущільнення, ініційованих перешкодою, в цьому випадку ще не спостерігається. У надзвуковій частині сопла перешкода викликає збурення потоку з вираженими стрибками ущільнення як перед, так і за перешкодою (в області притікання до стінки сопла, що відірвалася від перешкоди потоку). Зі зміною місця розташування перешкоди по довжині надзвукової частини сопла картина збурення залишається подібною. При цьому спостерігається характерна λ-образна хвильова структура (в площині симетрії збурення) і лінія відриву прикордонного шару (крива другого порядку) на стінці сопла, що огинають перешкоду вниз за потоком. Безпосередньо за перешкодою спостерігається зона зниженого надлишкового тиску, який потім підвищується в зоні притікання потоку, що відірвався, до стінки сопла. Лінії струму, що обтікає перешкоду надзвукового потоку, показують наявність розвинених вихрових структур, викликаних відривом прикордонного шару і головною ударною хвилею перед перешкодою, а за перешкодою притіканням потоку, що відірвався від перешкоди, до стінки сопла.

Проведено математичне моделювання течії в соплі Лаваля з локальним вдувом газу через круглий отвір. Порівнюючи отримані при цьому результати з результатами розрахунків зі збуренням потоку в соплі твердою циліндричною перешкодою, слід зазначити подібність характеристик збурення – розподілу швидкостей і тисків. Лінії струму потоку газу, що вдувається, показують, що відмінність перешкоди в потоці перебуває в формі його межі. Це зумовлює появу додаткових вихрових структур при обтіканні твердої перешкоди в порівнянні з обтіканням струменевої перешкоди, які вниз за потоком від перешкоди швидко (в масштабах висоти перешкоди) вироджуються в глобальні структури збурення. Зокрема, в обох випадках спостерігається λ-образна хвильова структура збурення і відрив прикордонного шару перед перешкодою з розвиненою вихровою структурою, що огинає перешкоду вниз за потоком. За перешкодою потік також відривається з пониженням тиску. Потім потік притікає до стінки сопла з виникненням внаслідок цього висячої хвильової структури, що підвищує донний тиск.

На рис. 3 представлено розподіл статичного тиску ($p_{ст} \times 10^6$ Па) в площині симетрії збуреної інтерцептором течії в середній частині сопла по довжині (*X, мм*) сопла Лаваля, рахуючи від критичного перетину. Перед інтерцептором в розподілі збуреного тиску (1) спостерігаються три максимуми, зумовлені вихровими структурами в прикордонному шарі, що відірвався перед перешкодою. Отриманий розподіл збуреного тиску перед перешкодою відповідає універсальному розподілу, отриманому різними авторами [3]. За перешкодою спостерігається зона зниженого (донного) тиску. Практично лінійно збільшуючись вниз за потоком, на відстані, приблизно рівній висоті перешкоди, донний тиск вирівнюється з тиском незбуреного потоку. Це викликається висячими косими стрибками ущільнення, що виникають унаслідок притікання потоку, що відірвався від перешкоди, до стінки сопла.



а) б)

Рис. 3 – Статичний (збурений і незбурений) тиск в області перешкоди (а) та залежність бічної сили (б) від місця розташування перешкоди (1 – інтерцептор, 2 – вдув)

На рис. 3, б) представлені залежності (для інтерцептора і вдуву) бічної сили (в процентному відношенні до тяги сопла) від місця розташування перешкоди по довжині сопла (X, мм). Нульова координата відповідає критичному перетину сопла. Залежності мають однаковий характер – з мінімумом при розташуванні перешкоди в критичному перетині сопла і максимумом в надзвуковій частині. У разі вдуву від’ємне значення бічної сили (вдув в критичному перетині) перевищує позитивне значення в середній частині сопла. Для твердої перешкоди максимальне негативне значення бічної сили також спостерігається в області критичного перетину сопла. Позитивне максимальне значення бічної сили в надзвуковій частині сопла зміщується в бік критичного перетину. Таким чином, тип перешкоди впливає на залежність бічної сили від його місця розташування на соплі. Слід зауважити, що при зміні розмірів перешкоди зазначені залежності будуть зберігати такий же вигляд, оскільки він визначається співвідношенням сил тиску перед і за перешкодою. Це пояснюється подібністю розподілу збуреного тиску при зміні розмірів перешкоди [3].

Проведені дослідження закономірностей збуреної течії в соплі ракетного двигуна перешкодами різної природи дозволили вирішити задачу зі створення найбільш ефективної схеми керування напрямком вектора тяги.

В ІТМ НАНУ і ДКАУ розроблена нова концепція СКВТ ракетного двигуна – комбінація механічної і газодинамічної систем. Було обґрунтовано [16, 20], що така система дозволяє підвищити ефективність і надійність системи керування польотом літального апарата. Ефективність СКВТ підвищується за рахунок практичного виключення втрат питомого імпульсу РД на керування вектором тяги і підвищення її динамічних характеристик. Надійність СКВТ підвищується за рахунок дублювання керування двома підсистемами – механічною (поворот елементів двигуна) і газодинамічною (збурення надзвукового потоку в соплі РД). Перевагою механічної підсистеми є її простота і практична відсутність втрат питомого імпульсу на керування вектором тяги з практично необмеженою величиною необхідного керуючого зусилля. Недоліком такої системи керування є необхідність потужних приводів для забезпечення необхідних динамічних характеристик керування вектором тяги. Перевагою газодинамічної СКВТ є її високі динамічні характеристики, недоліком – великі втрати питомого імпульсу РД при великих необхідних керуючих зусиллях. У комбінованій СКВТ реалізуються переваги зазначених підсистем за рахунок одночасного їх функціонування, а недоліки виключаються за рахунок поділу статичних і динамічних функцій підсистем.

При розробці комбінованої системи керування вектором тяги попередньо були проведені дослідження стійкості і керованості космічного ступеня ракети в позаштатних умовах функціонування.

Порівняльний аналіз характеристик космічного ступеня ракети-носія в різних умовах застосування показав можливість динамічної нестійкості ступеня і необхідність вирішення нових завдань з розробки і вибору оптимальних параметрів автомата стабілізації польоту, зокрема при великій асиметрії її центра мас. Було показано, що при вирішенні завдань щодо поліпшення керованості польотом космічного ступеня доцільно досліджувати характеристики комбінації (альтернативних) механічної та газодинамічної систем керування вектором тяги маршового двигуна.

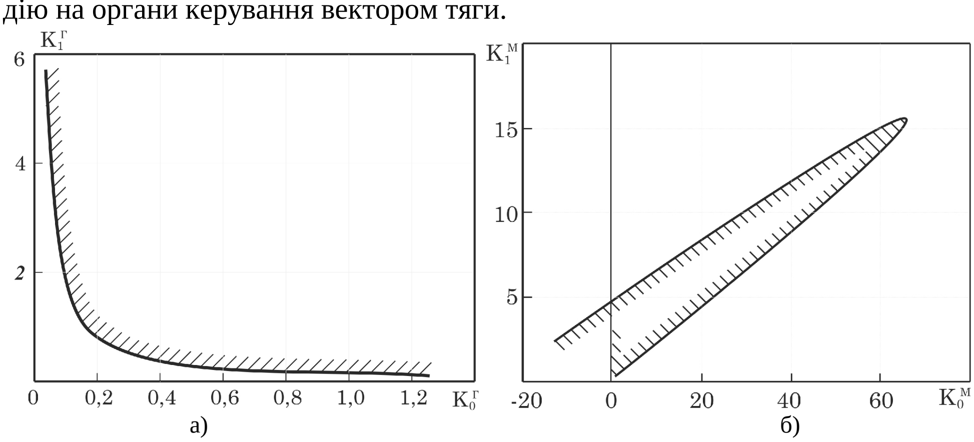
Дослідження характеристик СКВТ показали, що динамічна стійкість ступеня є одним з основних факторів, що визначають ефективність керування польотом. При цьому показано значний вплив передатних функцій агрегатів керування на стійкість перехідного процесу керування.

Для аналізу власної динамічної і структурної стійкості ступеня використана математична модель кутового руху космічного ступеня ракети-носія як об’єкта керування

$$\begin{cases} \ddot{z} - a'_{z\cdot}\cdot\dot{\cdot} - a_{z\cdot}\cdot\cdot - a''_{zs.5}\cdot\ddot{s}_5 - a''_{zs.6}\cdot\ddot{s}_6 = a_{z¢.}\cdot ¢.\,; \\ \ddot{\cdot} - a'_{\cdot.}\cdot\dot{\cdot} - a''_{\cdot s.5}\cdot\ddot{s}_5 - a''_{zs.6}\cdot\ddot{s}_6 - a''_{\cdot s.5}\cdot s_5 - a''_{\cdot s.6}\cdot s_6 = a_{\cdot ¢.}\cdot ¢.\,; \\ \ddot{s}_5 + £_{s.5}\cdot\dot{s}_5 + \mu^2_{s.5}\cdot s_5 - a''_{s.5z}\cdot\ddot{z} - a''_{s.5\cdot}\cdot\ddot{\cdot} - a_{s.5\cdot}\cdot\cdot = 0; \\ \ddot{s}_6 + £_{s.6}\cdot\dot{s}_6 + \mu^2_{s.6}\cdot s_6 - a''_{s.6z}\cdot\ddot{z} - a''_{s.6\cdot}\cdot\ddot{\cdot} - a_{s.6\cdot}\cdot\cdot = 0, \end{cases}$$

де $\cdot$ – кут рискання об’єкта керування; z – кут тангажу об’єкта керування; s_5, s_6 – координати, що характеризують коливання рідкого наповнення паливних баків; $¢ = K_1\cdot\dot{\cdot} + K_0\cdot\cdot$ – координата, що характеризує стан керуючих органів; a – коефіцієнти, які залежать від конструктивних характеристик ступеня; £ – лінійне зміщення рідини в баку; μ – частота власних коливань ступеня ракети.

На рис. 4 представлені розрахункові області стійкості руху космічного ступеня, побудовані на площині коефіцієнтів посилення K_0, K_1 (з індексом «*г*» для газодинамічної системи, «*м*» – механічної системи), які формують дію на органи керування вектором тяги.



а) б)

Рис. 4 – Область стійкості ступеня ракети: а) з газодинамічною СКВТ, б) з механічною СКВТ

З графіків видно, що при використанні газодинамічної СКВТ (рис. 4, а)) можна отримати помітно великі запаси стійкості, ніж при використанні механічної СКВТ (рис. 4, б)). Це пояснюється значно більшою інерційністю механічної СКВТ в порівнянні з газодинамічною СКВТ.

Розрахунки стійкості ступеня на початковому етапі польоту (до розвантаження платформи корисного вантажу) показали, що її стійкість залежить від маси корисного вантажу і часу ділянки активного польоту, що характеризує ступінь вироблення палива. Це пояснюється тим, що корисний вантаж суттєво впливає на масово-інерційні характеристики (момент інерції, положення центра мас тощо), від яких залежить стійкість руху ступеня.

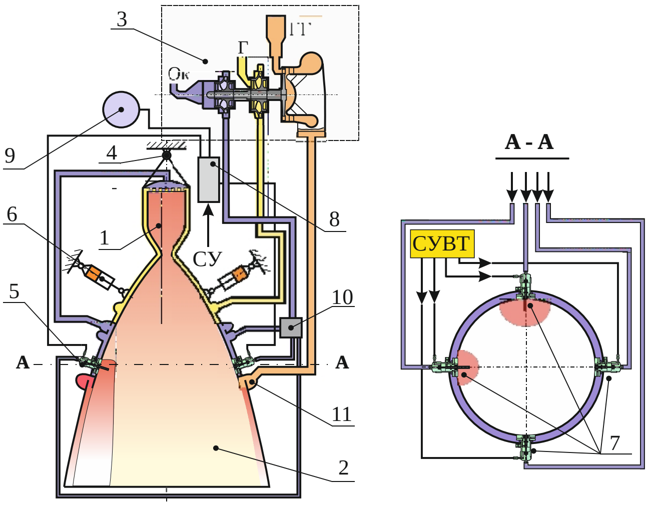
Для такого типу літального апарата (з власною динамічною нестійкістю, що виникає в деяких інтервалах роботи двигунної установки) різко зростає складність завдання по розробці і вибору оптимальних параметрів автомата стабілізації руху. При цьому різко зростають вимоги по швидкодії виконавчих органів системи керування і стабілізації польоту літального апарата, вимоги до точності величин і часу дії керуючого зусилля, вимоги до зниження власних збурюючих факторів, до зниження взаємовпливів спільної роботи каналів керування рухом літального апарата по тангажу, рисканню і крену. При виникненні масової асиметрії ступеня ймовірність власної динамічної нестійкості ступеня зростає, і завдання забезпечення керованого польоту ускладнюється.

Аналіз можливостей адаптації комбінованої СКВТ до умов польоту космічного ступеня показав перевагу (простота, економічність, надійність) її використання в порівнянні з застосуванням спеціальних пасивних і активних конструктивно-компонувальних рішень, зокрема, зміною центрування ступеня ракети (в разі відокремлення частини корисного вантажу). До того ж парирування збурюючих політ ракети чинників однієї СКВТ (без використання комбінованої СКВТ) буде пов’язане або з великими втратами енергетики маршового двигуна (в разі застосування газодинамічної системи), або з неприпустимим зниженням динамічних якостей керування польотом ступеня ракети (у разі застосування механічної системи).

Встановлено, що перехідний процес при хитанні маршового двигуна має коливальний характер і є вельми тривалим за часом. Використання газодинамічної СКВТ дозволяє отримати аперіодичний перехідний процес істотно меншої тривалості. Крім того, спостерігається різниця у величині перерегулювання системи. У разі коливання маршового двигуна вона помітно більше, ніж при газодинамічному управлінні. Це суттєво підвищує якість стабілізації СКВТ при використанні газодинамічної системи. Цей факт в сумі з аперіодичним перехідним процесом можна інтерпретувати як крок у бік підвищення якості стабілізації ступеня.

Дослідження показали, що спільна робота газодинамічної СКВТ з механічною системою відхилення двигуна може забезпечити керованість ступеня при великих ексцентриситетах мас, які виникають при зміні корисного вантажу. При цьому газодинамічна СКВТ забезпечує керування вектором тяги у вузькому діапазоні зусиль і стабілізацію польоту ступеня, механічна СКВТ забезпечує одне або багатоступінчасте керування вектором тяги двигуна по траєкторії польоту в широкому діапазоні зусиль.

На рис. 5 наведена одна з можливих схем комбінованої СКВТ, на базі якої можлива побудова інших схем відповідно до конкретних умов застосування. Можливі (інші) схеми керування будуть відрізнятися типом газодинамічних органів керування вектором тяги і схемою гойдання двигуна. При цьому можливе виключення шарнірного вузла та механічних приводів гойдання двигуна.



а) б)

1 – камера; 2 – сопло; 3 – турбонасосний агрегат; 4 – шарнір; 5 – інтерцептор; 6 – привід гойдання; 7 – виконавчі органи інтерцептора з вприскуванням; 8 – блок керування; 9 – балон з гелієм; 10 – блок роздачі окислювача; 11 – колектор вдуву генераторного газу в сопло

а) схема двигуна з комбінованою системою керування напрямком вектора тяги; б) схема керування інтерцепторною системою збурення надзвукового потоку в соплі

Рис. 5 – Рідинний РД (типу РД 861) з комбінованою системою керування напрямком вектора тяги – хитанням двигуна і збуренням надзвукового потоку газу в соплі

Механічна підсистема керування вектором тяги заснована на повороті камери згоряння 1 приводами 6 в кардановому шарнірі 4. Газодинамічна підсистема заснована на збуренні надзвукового газового потоку в соплі твердою (циліндричної форми) перешкодою (інтерцептор 5) з вприскуванням через нього окисного компонента палива. Слід зауважити, що застосування інтерцепторної системи дозволяє істотно (в 1,5 – 2 рази) підвищити ефективність системи стабілізації в порівнянні з системою вприскування. Використання інтерцептора істотно знижує витрату палива на створення керуючих зусиль. Подача палива через інтерцептор необхідна тільки для його теплозахисту. Відпрацьований генераторний газ після турбіни турбонасосного агрегату 3 подається в колектор 11, звідки вдувається в надзвукову частину сопла 2. Окислювач відбирається з підвідної магістралі 10 і вприскується через інтерцептор в потік соплового газу. Керування інтерцепторами здійснюється пневмоклапанами 8, які використовують гелій, що відбирається з балона 9.

Великі керуючі зусилля забезпечуються хитанням камери в кардановому шарнірі з частотою не більше 5 Гц.

Створення малих керуючих зусиль (в режимі стабілізації) забезпечується висуненням інтерцептора з вприскуванням окисного компонента палива в дискретному (або аналоговому) режимі з частотою до ~ 30 Гц.

Таким чином, механічна підсистема парирує великі детерміновані збурення (збурюючі фактори, які діють за межами, характерними для режимів стабілізації польоту). На газодинамічну підсистему покладені тільки ті завдання, які не вимагають створення великих керуючих зусиль, а забезпечують високу якість наведення і стабілізації польоту ступеня.

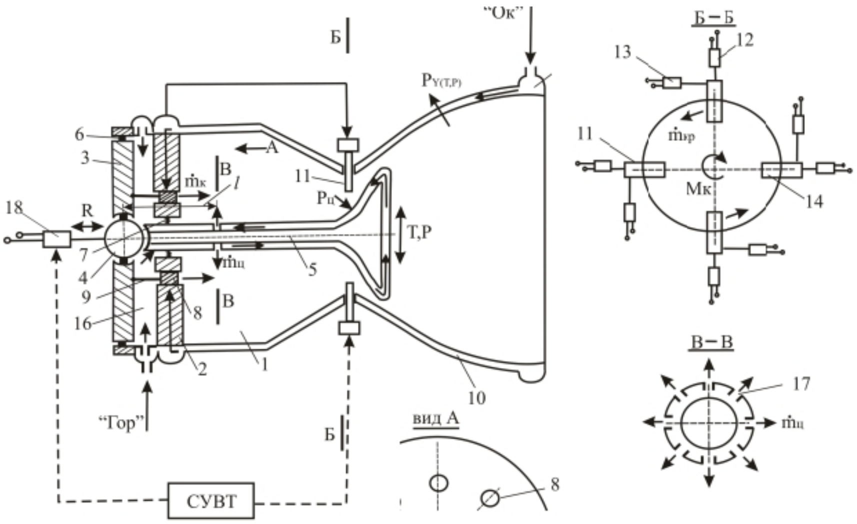
Дослідження закономірностей збурення потоку в соплі РД перешкодами різної природи дозволили розробити нові рішення з розширення функціональних можливостей регульованого рідинного РД. При цьому було показано, що газодинамічні способи керування напрямком вектора тяги (збуренням потоку в соплі) найбільш ефективні при використанні на круглих соплах (Лаваля) і кільцевих соплах з внутрішнім розширенням потоку газу в соплі. Керування напрямком вектора тяги в кільцевому соплі з внутрішнім розширенням потоку (зокрема, в тарілчастому соплі) може здійснюватися шляхом установки перешкоди в різних частинах сопла: в трансзвуковій і надзвуковій області на обічайці сопла і на центральному тілі. Крім того, керування вектором тяги (його величиною і напрямком) може здійснюватися переміщенням (поздовжнім і поперечним) центрального тіла.

Інтерес до кільцевих сопел постійно зростає, тому що вони можуть бути істотно коротше сопла Лаваля, такою ж мірою розширення і володіти авторегульованою висотністю. Останнє дозволяє збільшити ступінь розширення газового потоку при помірній довжині сопла і поліпшити імпульсні характеристики двигуна при його роботі в умовах змінного тиску навколишнього середовища.

Було встановлено, що газодинамічні процеси, що протікають в тарілчастому соплі при збуренні надзвукового потоку перешкодою на обічайці сопла, мають суттєві особливості в порівнянні з процесами в соплі Лаваля. Це обумовлено тим, що в газовому потоці, що витікає з тарілчатого сопла, є донна область за центральним тілом, що формує «внутрішню газову стінку» кільцевого потоку за центральним тілом. Це може призводити до проникнення в донну область і на протилежну стінку сопла збурень надзвукового потоку від перешкоди на стінці. При цьому зміна параметрів газу в донній області від бокового збурення впливатиме на осьову тягу сопла.

Було показано, що підвищення ефективності керування вектором тяги РД з кільцевим соплом можна досягти установкою центрального тіла сопла в шарнірному вузлі на регульованій форсунковій голівці камери згоряння. При цьому керування напрямком вектора тяги у всіх площинах стабілізації польоту («тангажу», «рискання», «крену») здійснюється: кутовим відхиленням центрального тіла і установкою перешкоди на обічайці в надзвуковій частині сопла для створення керуючих зусиль в каналах «тангажу» і «рискання»; установкою твердої перешкоди з інжекцією через нього рідини в тангенціальному напрямку в області критичного перетину сопла для створення моменту «крену». Стабільність процесу в камері згоряння двигуна (сталість тиску) в широкому діапазоні зміни тяги (аж до нуля) забезпечується синхронною зміною прохідних перетинів форсункову головки камери і критичного перетину сопла. Таким чином забезпечується якісне розпилювання і змішання компонентів палива і стійка робота камери на всіх режимах.

На рис. 6 наведена схема нової концепції рідинного РД з керуванням вектором тяги по всіх площинах стабілізації польоту («тангажу», «рискання», «крену»).



Т, Р, R– переміщення центрального тіла по «тангажу», «рисканню» і вздовж осі; «Ок» – окислювач; «Гор» – пальне; СКВТ – система керування вектором тяги; l – відстань від шарніра до форсунки; $\dot{m}_{\hat{E}}$, $\dot{m}_{\ddot{O}}$ – витрата через форсунки камери і центрального тіла; $\dot{m}_{\hat{e}ð}$ – витрата через інтерцептор; $M_К$ – момент «крену»; $P_Ц$, $P_{Y(T,P)}$ – бокова сила; 1 – камера згоряння; 2, 3 – нерухоме та рухоме днища; 4 – шарнір; 5 – центральне тіло; 6 – кільце ущільнювача; 7 – ущільнення; 8 – форсунка; 9 – шток; 10 – сопло; 11 – інтерцептор; 12, 13 – привід; 14 – отвір; 15 – колектор; 16 – порожнина форсунки головки; 17 – форсунка; 18 – привід

Рис. 6 – Регульований рідинний ракетний двигун

Камера згоряння 1 містить форсункову головку, яка включає нерухоме 2 та рухоме 3 днища. У рухомому днищі 3 на шарнірі 4 встановлено центральне тіло 5 тарілчатого типу. Рухоме днище 3 ущільнюється щодо корпусу камери кільцями 6. Центральне тіло ущільнюється щодо нерухомого днища 2 ущільненням 7. Це дозволяє центральному тілу 5 вільно переміщатися щодо днища як в поздовжньому, так і в поперечному напрямках.

У нерухомому днищі 2 встановлені форсунки 8 (вид А), регульовані за допомогою штоків 9, з’єднаних з рухомим днищем 3. У трансзвуковій області сопла 10 перед таріллю центрального тіла 5 встановлені інтерцептори 11 (перетин Б – Б), які можуть висуватися в сопло на задану висоту приводами 12. В інтерцептори 11 подається компонент палива (окислювач), витрата якого $\dot{m}_{\hat{E}Ð}$ дозується приводом 13. В інтерцепторах 11 виконані тангенціальні отвори 14 для створення крутного моменту $Ì_{\hat{E}}$. Камера згоряння 1 охолоджується компонентом палива (окислювачем), який подається в колектор 15. Після охолодження камери компонент (окислювач) надходить до регульованих форсунок 8. Центральне тіло 5 охолоджується пальним, що відбирається з порожнини 16 форсункової головки.

Після охолодження центрального тіла компонент вприскується з витратою $\dot{m}_{\ddot{O}}$ через форсунки вприскування 17 в камеру згоряння (перетин В – В) на відстані l від шарніра 4. Величина тяги регулюється шляхом переміщення центрального тіла 5 в поздовжньому напрямку приводом 18. При цьому змінюється площа критичного перетину сопла і витрата палива $\dot{m}_К$ через регульовані форсунки 8, які переміщуються штоками 9 в осьовому напрямку разом з рухомим днищем 3 форсункової головки. Таким чином, в камері згоряння підтримується постійний тиск при будь-яких значеннях тяги. Напрямок вектора тяги регулюється висуненням в сопло інтерцептора 11. При висуванні інтерцептора 11 в сопло виникає газодинамічна поперечна сила $P_{Ц}$ відхиляє центральне тіло щодо шарніра 4 в поперечному напрямку. При цьому виникає поперечна газодинамічна сила $P_{Y(T,P)}$ у відповідній площині стабілізації. Момент «крену» M_{K} щодо осі камери згоряння 1 створюється вприскуванням через отвори 14 компонента палива в діаметрально протилежні інтерцептори. При цьому кожна пара діаметрально протилежних інтерцепторів створює момент протилежного знака. Витрата $\dot{m}_{кр}$ через отвори 14 інтерцептора 11 регулюється приводом 13.

Перевагою запропонованого регульованого ракетного двигуна є з'єднання в ньому різних функцій керування вектором тяги. Це спрощує конструкцію, підвищує енергомасові характеристики і надійність системи керування високоманевреною ракетою.

Розроблено нові підходи до організації процесів у допоміжних елементах ракетних двигунів на базі детонаційного горіння палива, які підвищують характеристики для подачі детонуючих компонентів в форсункову головку ротаційного детонаційного РД; відділення форкамери від об'єму камери згоряння ротаційного детонаційного РД.

Дослідженням ефективності процесів у ротаційному детонаційному РД визначено масштаб турбулентності і класифіковано схеми форсункових головок ротаційного детонаційного РД. Експериментально та моделюванням доведено складну структуру потоку біля форсункової головки з наявністю дозвукового і надзвукового потоку газу. Обґрунтовано перехід до форкамер попереднього перемішування компонентів палива для поліпшення сумішоутворення при детонації компонентів палива в існуючих схемах форсункових головок. Досліджено можливість використання сітчастих перешкод для відділення форкамери від камери згоряння та визначено розмір комірки сітки для описаних умов експерименту, яка блокує розповсюдження як дефлаграційного фронту, так і детонаційного.

Вперше створено нову схему імпульсного детонаційного РД з ініціацією імпульсів ротаційною детонаційною хвилею та обґрунтовано її використання для допалювання відпрацьованого генераторного газу ракетного рідинного двигуна відкритої схеми. Визначено приріст тяги і питомої тяги для двигуна типу РД 861 з допалювачем відпрацьованого генераторного газу в детонаційному режимі, що складає 7,6 % і 0,7 %, відповідно. Додаткова маса корисного вантажу при тих же вихідних параметрах для ракети типу «Циклон-4» складає 35 кг.

Розроблено методику розрахунку основних параметрів детонаційного РД із шнуровим твердим паливом для відведення стулки обтікача від ракети в умовах польоту в приземних щільних шарах атмосфери. Виявлено особливості надзвукового обтікання головної частини ракети, що дозволяють знизити необхідну тягу двигуна відведення. Моделюванням обтікання п'ятьох варіантів стулок з різними за формою захисними перегородками визначено картини розподілу тиску і встановлено, що оптимальним, з точки зору мінімальних витрат енергії, є варіант з вгнутою сферичною захисною перегородкою.

Всі теоретичні розрахунки перевірено експериментами на п'яти нових стендах, створених на базі інституту (рис. 7).

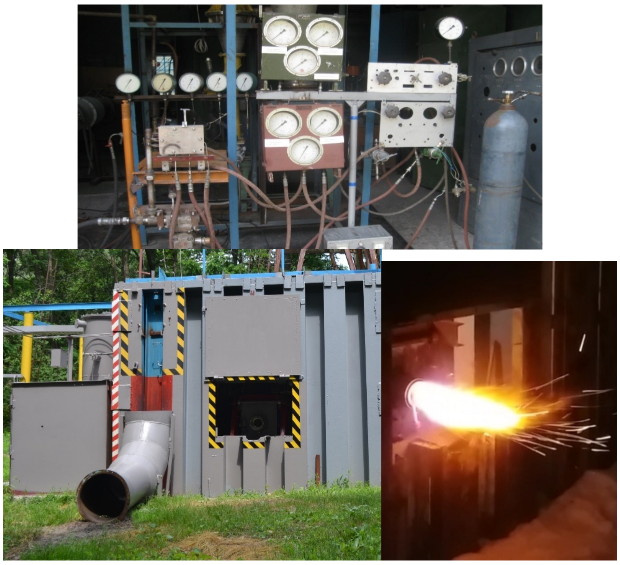


Рис. 7 – Стенд продувок плоских моделей форсункових головок

Управління газовим потоком при газоструминному подрібненні сипких матеріалів. Дослідженням процесів в газоструминному подрібнювачі на основі акустичного моніторингу робочих зон показана можливість керування продуктивністю по готовому продукту [28]. Розроблено модель процесу газоструминного подрібнення [29], на основі якої створено працюючу систему автоматичного керування завантаженням млина і якістю продукту подрібнення [30]. Запропоновані алгоритм та методика безперервного безконтактного контролю продуктивності струминного млина, що перевірені в промислових умовах Вільногірського гірничо-металургійного комбінату, дозволяють підвищити продуктивність млина на (10 – 20) % в залежності від режиму класифікації.

Висновки. Наведено огляд основних результатів досліджень в галузі управління газовими потоками в ракетних двигунах і техпроцесах, отриманих відділом термогазодинаміки енергетичних установок ІТМ НАНУ і ДКАУ за останні 5 років.

Виявлені фундаментальні механізми збурення надзвукового потоку дозволили відкрити нові шляхи удосконалювання газодинамічних органів управління вектором тяги ракетних двигунів. Була вдосконалена математична модель збурення надзвукового потоку локальним вприскуванням рідини і розроблені нові рішення з підвищення швидкості виділення її енергії. Було показано істотне збільшення ефективності збурення потоку перешкодою в трансзвуковій області і уточнено деякі, що вважалися досі універсальними, в залежності від розподілу збуреного тиску на стінці сопла. Числове моделювання потоку, збуреного перешкодою на стінці сопла ракетного двигуна, дозволило верифікувати відомі результати і виявити невідомі раніше особливості збурення надзвукового потоку.

Дослідження закономірностей збурення потоку в соплі ракетного двигуна перешкодами різної природи дозволили розробити нові рішення з розширення функціональних можливостей регульованого рідинного ракетного двигуна. Розроблено нові схеми газодинамічних органів управління вектором тяги ракетних двигунів. Більшість нових рішень по управлінню вектором тяги ракетного двигуна виконані на рівні винаходів, захищених патентами України.

Дослідженнями можливостей підвищення ефективності використання генераторного газу, що відбирається за турбіною рідинного ракетного двигуна, обґрунтовані переваги нової схеми подачі газу в надзвукову частину сопла, що забезпечує як охолодження стінки сопла генераторним газом, так і створення бічних керуючих сил.

Розроблено нову схему рідинного ракетного двигуна з керуванням як величиною тяги, так і напрямком вектора тяги у всіх площинах стабілізації польоту ступеня ракети.

Розроблено нову концепцію системи керування напрямком вектора тяги ракетного двигуна – комбінація механічної і газодинамічної систем. Обґрунтовано, що така система керування вектором тяги дозволяє підвищити ефективність і надійність системи керування польотом космічного ступеня ракети.

Розроблено нові підходи до організації процесів у допоміжних елементах ракетних двигунів на базі детонаційного горіння палива, які підвищують характеристики ракетних двигунів.

Розроблено метод автоматичного керування продуктивністю газоструминного подрібнювача та якістю його продукту на основі аналізу акустичних сигналів робочих зон.

1. *Коваленко Н. Д., Стрельников Г. А.* Некоторые тенденции развития двигателестроения в ракетно-космической технике. Материалы XII международного конгресса двигателестроителей: Авиационно-космическая техника. Харьков, 2007. № 7 (43). С. 67–71.
2. *Игдалов И. М., Кучма Л. Д., Поляков Н. В., Шептун Ю. Д.* Ракета как объект управления / под ред. С. Н. Конюхова. Днепропетровск: Арт – Пресс, 2004. 544 с.
3. *Коваленко Н. Д.* Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет. Днепропетровск: ИТМ НАН и НКА Украины, 2003. 412 с.
4. *Ferlauto M., Marsilio R.* Numerical simulation of fluidic thrust-vectoring. J. Aerosp. Sci. Technol. Syst. 2016. Vol. 95, № 3. P. 153–162. https://doi.org/10.1007/BF03404724
5. *Волков К. Н., Емельянов В. Н., Яковчук М. С.* Структура течения и изменение тяги при вдуве струи газа в сверхзвуковую часть сопла. Журнал технической физики. 2019. Т. 89, № 3. С. 353–359. https://doi.org/10.1134/S1063784219030265
6. *Kexin Wu, Kim Tae Ho; Kim Heuy Dong* Theoretical and Numerical Analyses of Aerodynamic Characteristics on Shock Vector Control. Journal of Aerospace Engineering. 2020. №33(5): 04020050. https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001169
7. *Li L., Hirota M., Ouchi K., Saito T.* Evaluation of Fluidic Thrust Vectoring Nozzle via Thrust Pitching Angle and Thrust Pitching Moment. Shock Waves. 2017. Vol. 27, No. 1. P. 53–61. https://doi.org/10.1007/s00193-016-0637-0
8. *Younes K., Hickey J.-P.* Fluidic thrust shock-vectoring control: a sensitivity analysis. AIAA JOURNAL. Vol. 58, №. 4. P. 1887–1900. https://doi.org/10.2514/1.J058922
9. *Rose Biju Ben, Btn Sridhar*. An experimental investigation on the use of a rectangular strut in a thruster scramjet for thrust vector control. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering. 2020. https://doi.org/10.1177/0954410020973128
10. *Гришин Н. В., Приходько А. А.* Секционирование набегающего потока при сверхзвуковом поперечном обтекании кругового цилиндра. Механіка гіроскопічних систем. Прилади та методи. 2016. № 32. С. 62–74.
11. *Полевой О. Б., Приходько А. А., Липатов И. И.* Математическое моделирование влияния теплообмена на отрыв сверхзвукового трехмерного потока при обтекании цилиндра, установленного на пластине. Вестник ХНТУ. 2015. № 3. С. 447–451.
12. *Коваленко Т. А.* Бифункциональная система управления вектором тяги жидкостного ракетного двигателя со вдувом в сопло турбинного газа. Техническая механика. 2016. № 3. С. 77–86.
13. *Коваленко Т. О., Коваленко Г. М., Сироткіна Н. П.* Рідинний ракетний двигун з турбонасосною системою подачі палива в камеру згоряння і системою газодинамічного регулювання вектора тяги: пат.111995 Україна: МПК F02K 9/00. № a 2014 10644; заявл. 29.09.2014; опубл. 11.07.2016, Бюл. № 13. 8 с.
14. *Коваленко М. Д., Стрельников Г. О., Золотько О. Є., Золотько О. В., Коваленко Г. М., Сироткіна Н. П.* Рідинний ракетний двигун з допалюванням відпрацьованого генераторного газу турбіни турбонасосно-

го агрегату: Пат.112118 Україна: МПК F02 K9/00. № а 2014 13597; заявл. 18.12.2014; опубл. 25.07.2016, Бюл. № 14. 5 с.
15. *Strelnykov H., Ihnatiev O., Pryadko N.* The influence of the interceptor position on the thrust vector control efficiency of the rocket engine. About the problems of science and practice, tasks and ways to solve them : abstracts of VI International scientific and practical conference (Milan, Italy, October 26-30, 2020). Milan. Italy, 2020. P. 570–574.
16. *Игнатьев А. Д., Коваленко М. Д., Коваленко Т. А. Прядко Н. С., Сироткина Н. П., Стрельников Г. А., Токарева Е. Л.* Управление газовыми потоками в ракетном двигателе. Технічна механіка. 2018. № 3. С. 59–68. https://doi.org/10.15407/itm2018.03.059
17. *Коваленко Т. А., Шептун Ю. Д., Сироткина Н. П.* Система управления вектором тяги жидкостного ракетного двигателя космической ступени ракеты-носителя при возникновении массовой асимметрии. Вестник Днепропетровского универсистета. Ракетно-космическая техника. 2016. Т. 24, № 4. С. 33–44.
18. *Коваленко Т. А., Коваленко Г. Н., Сироткина Н. П.* Управление вектором тяги жидкостного ракетного двигателя космической ступени ракеты-носителя при возникновении массовой асимметрии. Техническая механика. 2016. № 1. С. 51–59.
19. *Коваленко Н. Д., Токарева Е. Л.* Оценка влияния жесткости конструкции камеры жидкостного ракетного двигателя на характеристики управления вектором тяги. Техническая механика. 2016. № 4. С. 3–13.
20. *Kovalenko N. D., Sheptun U. D., Kovalenko T. A., Strelnikov G. A.* The new concept of thrust vector control for rocket engine. Системні технології. 2016. № 6. С. 120–127.
21. *Сироткина Н. П., Коваленко Н. Д., Игнатьев А. Д.* О модификациях перспективной системы управления вектором тяги двигателя третьей ступени ракеты-носителя типа «Циклон-3». Техническая механика. 2016. № 4. С. 14–23.
22. *Прядко Н. С., Сироткина Н. П., Токарева Е. Л.* Повышение эффективности комбинированного управления вектором тяги ракетного двигателя. Технічна механіка. 2019. № 2. С. 30–38. https://doi.org/10.15407/itm2019.02.030
23. *Коваленко М. Д., Золотько О. Є., Золотько О. В., Стрельников Г. О., Сироткіна Н. П.* Спосіб глибокого регулювання тяги ракетного двигуна та ракетний двигун з глибоким регулюванням тяги: пат.110148 Україна: МПК F02K 9/44, F02K 9/86, F02K 1/17. № а 2014 04261; заявл. 22.04.2014; опубл. 25.11.2015, Бюл. № 22. 8 с.
24. *Ігнатьєв О. Д., Прядко Н. С., Сироткіна Н. П., Стрельников Г. О., Токарева О. Л.* Спосіб регулювання вектору тяги та рідинний ракетний двигун, який його реалізує: заявка Україна, МПК F02K 9/00. Вих. № 57/587-06 від 15.11.19. 11 с.
25. *Василів С. С., Коваленко М. Д., Грушко В. О.* Дослідження процесів у детонаційних ракетних двигунах. Механіка гіроскопічних систем. 2017. № 34. С. 44–52. https://doi.org/10.20535/0203-3771332017119369
26. *Василів С. С., Прядко Н. С.* Класифікація схем форсуночних головок ротаційного детонаційного ракетного двигуна. Системні технології. 2019. № 5. С. 151–158. https://doi.org/10.34185/1562-9945-5-124-2019-14
27. *Vasyliv S. S., Pryadko N. S.* Computer simulation of gas-dynamic processes for optimization of rocket fairing design. Технічна механіка. 2020. № 2. С. 36–46. https://doi.org/10.15407/itm2020.02.036
28. *Pryadko N. S., Ternova K. V.* Acoustic monitoring of jet grinding. NAS of Ukraine, Institute of Technical Mechanics of NAS of Ukraine and SSA of Ukraine. Kyiv: Akadem periodyka, 2020. 192 p. https://doi.org/10.15407/akademperiodyka.409.192
29. *Музыка Л. В., Прядко Н. С., Стрельников Г. А.* Управление массопотоками в замкнутом цикле измельчения. Scientific Bulletin of National Mining University. 2019. № 4. С. 5–10. https://doi.org/10.29202/nvngu/2019-4/3
30. *Muzyka L., Pryadko N., Strelnykov G., Ternova K., Verkhorobina I.* Acoustic method of jet grinding study and control. E3S Web of Conferences 109, 00074 (2019) Essays of Mining Science and Practice. 2019. P. 1–11. https://doi.org/10.1051/e3sconf/201910900074
31. ANSYS Fluent Tutorial Guide: Release 18.0. ANSYS Inc. 2017. 1034 p.

Отримано 25.05.2021,
в остаточному варіанті 08.06.2021